

第2世代小型超音速飛行実験機の空力特性評価

著者	鈴木 祥弘, 及川 隼人, 溝端 一秀
雑誌名	室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書
巻	2014
ページ	47-52
発行年	2015
URL	http://hdl.handle.net/10258/00009121

第2世代小型超音速飛行実験機の空力特性評価

○鈴木 祥弘(航空宇宙システム工学専攻 博士前期 2年)

及川 隼人(航空宇宙システム工学コース 4年)

溝端 一秀(航空宇宙システム工学ユニット 准教授)

1. はじめに

第二世代超音速実験機(オオワシ2号機, M2011 空力形状, Fig. 1)の亜音速から超音速の範囲の縦ならびに外翼エルロン, 翼面スポイラー, およびラダー操舵の空力について, これまで風試によって概ね良好な特性が確認されている(Figs. 2-3) [1, 2]. 一方, その他の操舵および横の空力は十分には評価できていない. 特に, オオワシのような上反角効果の大きな機体形状では亜音速・大迎角条件においてロール性能が損なわれる可能性があり, 詳細な評価と改善策の適用が必要である. また, オオワシ2号機の推力余裕はマッハ1.4付近でボトルネックを形成しており(Fig. 4), 遷音速域で全機抗力を約8.0%低減する必要がある. そこで本研究では, オオワシ2号機の空力に関する以上の課題を克服することを狙って, 以下の三点の詳細な評価・検証を目的とする: (1) エレボン, 内翼フラップ, 等の操舵による空力特性, (2) ラダー操舵の併用による横制御発散係数(Lateral control departure parameter: LCDP)の改善効果, (3) 遷音速エリアルールに則った機体形状修正による遷音速域での造波抗力低減効果.

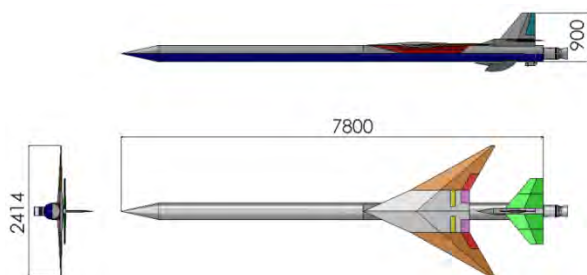


Fig. 1. The overview of the configuration M2011.

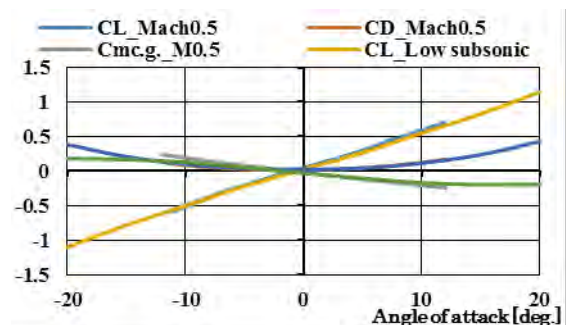


Fig. 2. Longitudinal aerodynamics of the configuration M2011.

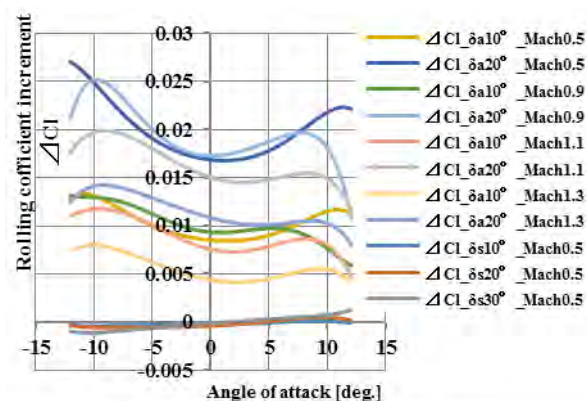


Fig. 3. Lateral control-surface characteristics of the configuration M2011.

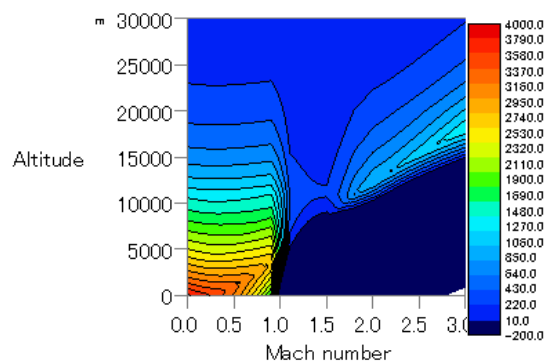


Fig. 4. Thrust margin of the configuration M2011 with an ATR-GG engine for various altitude and Mach number.

2. 横制御発散係数 (Lateral control departure parameter : LCDP)

オオワシのように大きな後退角および高翼形態を有する機体は上反角効果が大きく ($C_{l\beta} < 0$), 離着陸時等の大迎角条件においてアドバース・ヨー ($C_{n\delta_a} < 0$) 及び風見不安定 ($C_{n\beta} < 0$) と相俟って, 横制御不安定(Lateral control departure)に陥る危険性がある. その発生可能性は次の LCDP と呼ばれるパラメータを用いて評価できる:

$$\text{LCDP} = C_{n\beta} - \frac{C_{n\delta_a} + kC_{n\delta_r}}{C_{l\delta_a} + kC_{l\delta_r}} C_{l\beta} \quad (1)$$

ここで, k はエルロン舵角に対するラダー舵角の倍率であり, ラダーゲインと呼ばれる. ラダー操舵を伴わない場合, 式 (1) は AADP (Aileron alone departure parameter) と呼ばれる. AADP, LCDP が負になると機体全体としてエルロンの効きは逆転し, 操舵方向とは逆にロールする (ロール・リバーサル, Roll reversal). 式 (1) よりこの現象はラダー操舵によって抑制ないしは緩和され得る.

オオワシには水平尾翼を左右逆位相で操舵することによってロール制御を補助するエレボンの搭載が計画されている. そこで本研究では LCDP を以下のように拡張する.

$$\text{LCDP} = C_{n\beta} - \frac{C_{n\delta_a} + k_e C_{n\delta_{elevation}} + kC_{n\delta_r}}{C_{l\delta_a} + k_e C_{l\delta_{elevation}} + kC_{l\delta_r}} C_{l\beta} \quad (2)$$

ここで k_e はエルロン舵角に対するエレボン舵角の倍率であり, エレボンゲインと呼ぶ. エレボン操舵によるアドバース・ヨー効果により LCDP の悪化が懸念されるため, 詳細な評価と検証が必要である.

3. 遷音速エリアルール

遷音速エリアルールは 1952 年に R. T. Whitcomb によって提唱された遷音速域での抗力低減手法である. これによれば, 機軸上の任意点を起源とするマッハ円錐で機体を切断した時の断面積分布が, 機首から起源点までの距離 x を用いて次の Sears-Haack 曲線

$$A(x) = \frac{16V}{3L\pi} [4x - 4x^2]^{3/2} \quad (3)$$

に一致すると造波抗力が最小となる. M2011 空力形状の M1.1 での断面積分布と, これに対応する Sears-Haack 曲線を Fig.5 (a) に示す. 本研究では, このエリアルールに則り, 種々のマッハ数において理想形状に近づけるよう, 以下のように機体形状を修正する (Fig.5 (b)).

- ① ノーズを鋭く尖らせる (AR-ノーズ C)
- ② 主翼・尾翼に挟まれた胴体後部に凸部を設ける (バルジ)
- ③ 主・尾翼を機軸前方にずらす (翼面前方移動)
- ④ 主翼と胴体を滑らかに繋ぐ (翼胴フィレット)

①～③は断面積分布を Sears-Haack 曲線に近づけることを目的とする. ④は, 翼胴接合部でのコーナーフローを整えることによって干渉抗力を低減する狙いがある.

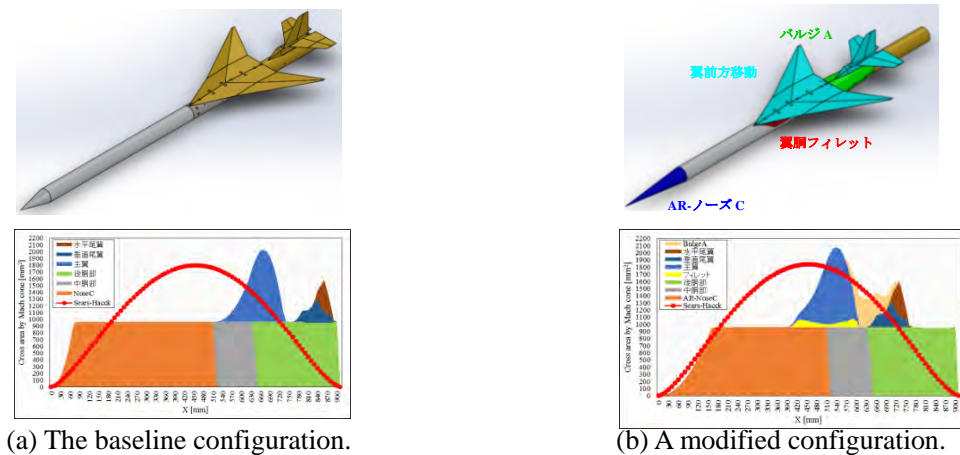


Fig. 5. Modification of aerodynamic configuration for M2011.

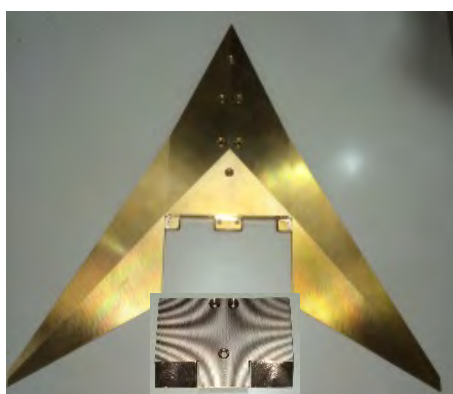
4. 風洞試験

4-1. 風洞試験装置

JAXA/ISAS の吹出し式超音速・遷音速風洞および大阪府立大の回流式亜音速風洞を用いる。通風条件は、超音速風洞でマッハ数 1.5~2.0, ピッチ角範囲 $\pm 12^\circ$, 遷音速風洞でマッハ数 0.5~1.3, ピッチ角範囲 $\pm 12^\circ$, 亜音速風洞で流速約 30 m/sec, ピッチ角範囲 $\pm 20^\circ$ ないしは $\pm 30^\circ$ である。空力測定には 6 分力内挿天秤を用いる。各モーメント係数の回転中心は平均空力翼弦の 25 % 位置とする。

4-2. 風洞試験模型

風試模型は文献[1, 2] 等で用いられているものを引き続き使用する。模型の縮小比はオオワシ 2 号機に対して 7/60 である。さらに、本研究では内翼フラップ操舵に対応する模型パーツを新たに製作した (Fig.6. (a))。内翼フラップは主翼パーツと舵面パーツに分割されており、舵面パーツを交換することによって種々のフラップ舵角を実現できる。当面その舵角は 30° に設定している。また、遷音速エリアルールに則った機体形状修正のための模型パーツを製作した (Fig.6. (b))。



(a) The main wing part with an inboard flap part.



(c) Area rule modification parts.

Fig. 6. Wind tunnel test model.

5. 試験結果と考察

5-1. 遷音速域でのエレボン性能

種々のマッハ数におけるエレボン舵角が機体に及ぼすローリングモーメントと迎角の関係を Fig. 7 に示す。舵角 10 deg . あたり約 0.01 の C_l 増分を得られていることが確認できる。この性能

は参考文献[1, 2]で報告されているオオワシ 2 号機 (M2011 空力形状) のエルロン性能と概ね同等である。従ってエレボンによるロール制御の補助は有効であると判定できる。

5-2. 遷音速域での内翼フラップ性能

M0.5 におけるフラップ操舵が機体に及ぼす揚力と迎角の関係を Fig. 8 に示す。比較のため、文献[1]で報告済みの外翼フラップロンによる揚力係数増分も同時に描画している。迎角の全域においておよそ 0.01 の揚力係数増分が確認できる。またその線形性も崩れていないことから、高揚力装置として正常に機能していることが判る。

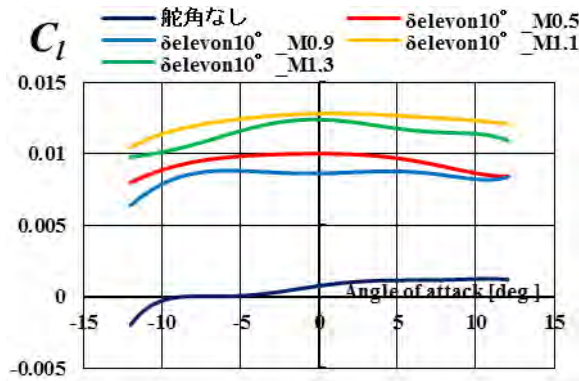


Fig. 7. Angle of Attack vs. C_l with elevon deflection for transonic region.

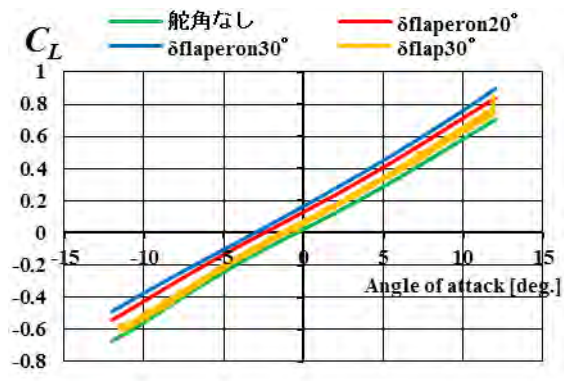


Fig. 8. Angle of Attack vs. C_L with inboard-flap deflection for M0.5.

5-3. 横制御発散現象と抑制

オオワシがロール・リバーサルに陥る原因は主に以下の 2 点にあると考えられる。そこで、各空力微係数を推算しロール・リバーサルの発生可能性を評価・検証する。

5-3-1. 風見安定の悪化

垂直尾翼の存在によって風見安定にある機体には、横滑り角 β が正の場合に正（時計回り）の復元ヨーイングモーメントがはたらく。ゆえに風見安定の条件は次式で表される：

$$\text{Directional stability : } C_{n_\beta} = \frac{\partial C_n}{\partial \beta} > 0 \quad (4)$$

M2011 形状のヨーイングモーメント係数の迎角および横滑り角依存性を Fig. 9 に示す。 α , β が共に小さい範囲で C_n は β に対して右上がりの傾向を示しており、風見安定を実現できている。一方 α または β あるいはその両方が $\pm 10 \text{ deg.}$ を超えると風見安定を喪失することが確認できる。

(1) 5-3-2. アドバースヨー効果の増大

エルロンないしはエレボンによる横操舵によって左右翼面の誘導抗力に差が生じ、ロール方向と逆の方向に機首を向けようとするアドバース・ヨー (Adverse yaw) モーメントがはたらく。これは次式で表される：

$$\text{Adverse yaw : } C_{n_{\delta_a}} = \frac{\partial C_n}{\partial \delta_a} < 0 \quad (5)$$

M2011 形状のヨーイングモーメント係数の $\alpha = 0$ における舵角依存性を Fig. 10 に示す。エルロン操舵によって正常なヨーイングモーメントが生じ、エレボン操舵によってアドバース・ヨーが生ずることが判る。また、エルロンとエレボンを同時操舵する場合、それらの舵角を同じにすると、総体としてアドバース・ヨー側になることが判る。

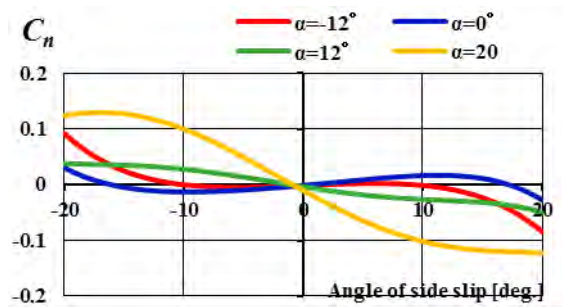


Fig. 9. Directional stability of M2011 at subsonic.

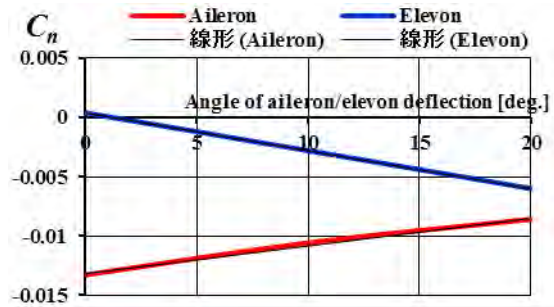


Fig. 10. Yawing moment caused by aileron/elevon deflections for M2011 at subsonic.

5-4. LCDP の推算

以上の空力微係数を用いて LCDP を推算する. $\beta = 0$ の場合の LCDP の迎角依存性を Fig.11 に示す. ロール・リバーサルが生ずる迎角は, エルロン単独操舵の場合約 7 deg. であり, ラダー操舵の併用により 12 deg. まで改善されることが判る. さらなるエレボン併用によって 8 deg. 程度まで減少しており, エレボンによるアドバース・ヨーによってラダーの寄与が相殺されると言える.

5-5. 遷音速エリアルールに則った抗力低減の試み

上述のエリアルール適用形状について, M0.8~1.2 の風試による寄生抗力値を Fig.12 に示す. 各形状において抗力低減効果が確認できる. 特に AR-ノーズ C 形状は, このマッハ数範囲の全域で抗力低減に効果的である. 翼面前方移動は, マッハ 1.08 以上の遷音速域で効果的である. 抗力低減効果最大の組み合わせは, AR-ノーズ C, 翼面前方移動, 及びバルジ B であり, M1.16 において 21.6 % の抗力低減が可能である.

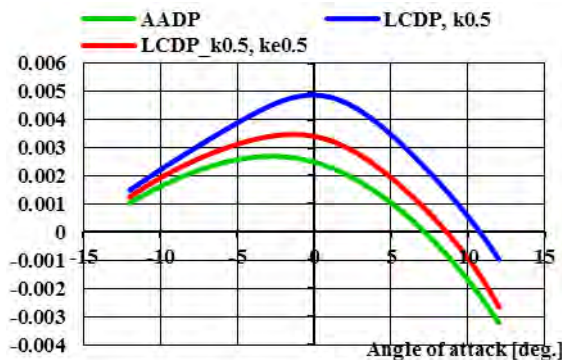


Fig. 11. Estimated LCDP for M2011 at subsonic.

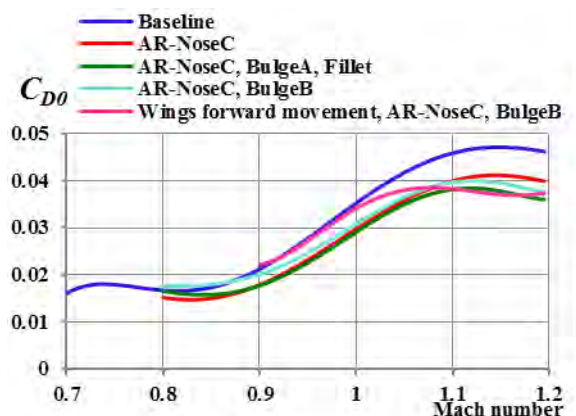


Fig. 12. Wave drag reduction by aerodynamic configuration modification on the basis of the transonic area rule.

6. まとめ

室蘭工大小型超音速飛行実験機 (オオワシ 2 号機) の操舵空力, ロール制御性, 及び遷音速抗力の課題を克服することを狙って, 風洞試験に基づく空力評価を実施した. その結果は以下の通りである.

1. 大迎角条件におけるロール・リバーサルの発生可能性とラダー操舵による抑制効果が判明した.

2. エレボン操舵はアドバース・ヨー効果が大きく、大迎角条件においてロール・リバーサルを助長する.
3. エリアルール準拋形状により, $M1.1 \sim 1.2$ で約 20 % の抗力低減が可能である.

参考文献

- [1] Kazuhide MIZOBATA, Ryojiro MINATO, Ken HIGUCHI, Masazumi UEBA, Syohei TAKAGI, Daisuke NAKATA, Kazuyuki HIGASHINO and Nobuhiro TANATSUGU, “Development of a Small-scale Supersonic Flight Experiment Vehicle as a Flying Test Bed for Future Space Transportation Research,” Transactions of JSASS, Aerospace Technology Japan, Vol. 12, No. ists29, pp. Po_3_1-Po_3_10, 2014.
- [2] 鈴木祥弘, 上村隆太, 溝端一秀, “第二世代小型超音速飛行実験機の操舵空力”, 室蘭工業大学航空宇宙機システム研究センター年次報告書 2013, pp.5-9, 2014 年 8 月.